

Llorens, Reynoso y Scarpin – Sistema de guiado para un vehículo aéreo no tripulado

SISTEMA DE GUIADO PARA UN VEHICULO AEREO NO TRIPULADO

D. Llorens^a, S. Reynoso^a y G. Scarpin^a

^a Dpto. de Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería – Instituto Universitario Aeronáutico

Av. Fuerza Aérea 6500 - X5010JMX - Córdoba - Argentina.

Email: dllorens@iua.edu.ar, sreynoso@iua.edu.ar, gscarpin@iua.edu.ar

RESUMEN

Se presenta el desarrollo de un sistema de control que permite ajustar la altura de vuelo y el rumbo de un vehículo aéreo no tripulado. El trabajo realizado está orientado al desarrollo de algoritmos de control utilizando una placa con microcontrolador para autopiloto open source. El sistema de control de vuelo posee dos lazos independientes: uno para la altura y otro para el rumbo, que utilizan una arquitectura clásica basada en controladores PI. Las ganancias se determinaron, inicialmente, mediante el análisis de un modelo teórico del sistema de control y la planta y luego se corrigieron mediante ensayos en vuelo. Se presentan los resultados experimentales de los ensayos del sistema de control de vuelo usando un vehículo aéreo de pequeñas dimensiones.

Palabras clave: autopiloto, guiado, controlador PID, UAV

INTRODUCCIÓN

El software de autopiloto constituye una parte fundamental de un UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Dicho software permite controlar las maniobras que realiza la aeronave para que cumpla con las misiones programadas. El control del rumbo y de la altitud de la aeronave son las maniobras básicas que debe poder realizar el software para cumplir con requisitos de la misión.

En la actualidad existen una amplia lista de sistemas de autopilotos disponibles en el mercado que son de tipo código y hardware abierto tales como: ArduPilotMega, UAV DevBoard, Paparazzi UAV, PX4 FMU. La ventaja de trabajar con sistemas abiertos es que permiten realizar el estudio de su funcionamiento y la posible modificación del código fuente.

Para la realización del siguiente trabajo se seleccionó el hardware de autopiloto ArduPilotMega dado que es de bajo costo (Factor importante ya que se debe considerar la posibilidad de la pérdida del hardware en los ensayos en vuelo), posee todos los sensores necesarios para realizar misiones de navegación (acelerómetro 3 ejes, girómetro 3 ejes, magnetómetro 3 ejes, GPS, telemetría de datos, anemómetro y barómetro) y dado su volumen, peso y consumo de energía es apto para ser utilizado en un avión de pequeñas dimensiones. Esto flexibiliza la prueba de los sistemas de control ya que no es necesario disponer de amplias instalaciones para la puesta en vuelo.

METODOLOGÍA

Un esquema de control clásico para sistemas de control de vuelo para aeronaves se basa en la utilización de lazos anidados [1]. La estrategia propuesta para el control del rumbo utiliza tres controladores que ajustan la velocidad de rolido, el ángulo de rolido y el ángulo de rumbo respectivamente (**Figura 1**). Los dos lazos internos forman un control de actitud que permite ajustar el ángulo de rolido y que se puede utilizar de manera independiente sin el lazo externo que permite controlar el ángulo de rumbo. Para el caso del control de la altura se pueden utilizar una arquitectura de dos controladores que monitorean el ángulo de cabeceo y la altura (**Figura 2**). Al igual que para el caso del control de rumbo, el lazo interno del controlador de altura representa un control de actitud que permite ajustar el ángulo de cabeceo del avión y que puede funcionar de manera independiente del resto del sistema de control.

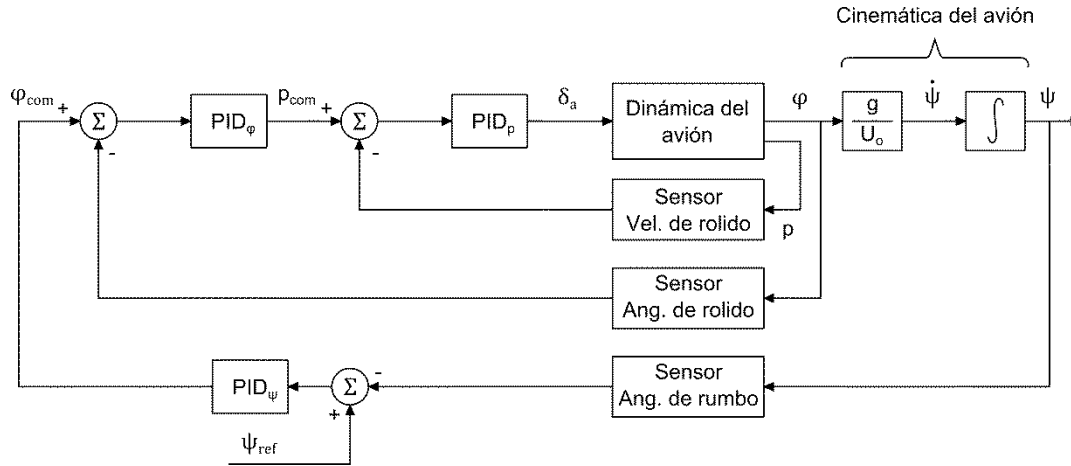


Figura 1. Diagrama de bloques para el control de rumbo

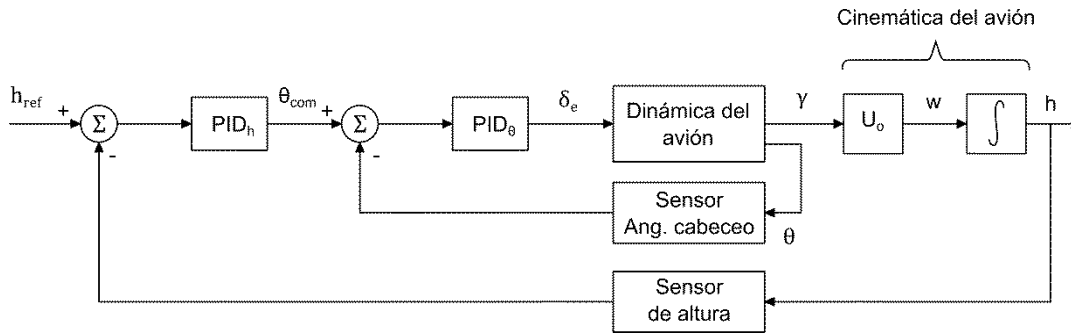


Figura 2. Diagrama de bloques para el control de altura

La metodología utilizada para implementar estos sistemas de control en el hardware del piloto automático fue la siguiente: primero se realizó el estudio analítico de los mismos usando la teoría de control clásica para modelar la planta, los sensores y los controladores de cada uno de los lazos. Se propuso una arquitectura simple para estos controladores del tipo proporcional-integral-derivativo (PID) tratando que los mismos tuviesen la menor complejidad posible.

MODELO DE LA PLANTA

La planta utilizada es un avión de pequeñas dimensiones cuyas características básicas se presentan en la **Tabla 1**. Para obtener un modelo matemático que represente al mismo se utilizó la técnica de red de vórtices [2] con el que se calcularon las derivadas de estabilidad [3] definidas en la bibliografía clásica de Mecánica del Vuelo [4][5]. Los valores obtenidos para las mismas se muestran en la **Tabla 2**, los cuales se encuentran dentro de los rangos normales para aeronaves de esta categoría [6][7]. Usando estos resultados se obtuvieron las ecuaciones que modelan la dinámica de movimiento del avión aplicando la hipótesis clásica de que los movimientos longitudinales se pueden desacoplar de los laterales [4][5].

Tabla 1 – Datos del avión utilizado como planta del sistema de control

Parámetro	Símbolo	Valor
Envergadura	b	1.480 [m]
Cuerda alar	c_w	0.190 [m]
Superficie alar	S_w	0.289 [m ²]
Largo	L	1.050 [m]
Peso de despegue	W_{TO}	1.265 [daN]
Motor BL2215/20	K_v	1200 [rpm/V]

Tabla 2 – Derivadas de estabilidad y coeficientes aerodinámicos del avión utilizado

Parámetro	Símbolo	Valor
Pendiente de sustentación	$C_{L\alpha}$	4.974 [1/rad]
Pendiente de momento de cabeceo	$C_{M\alpha}$	-1.131 [1/rad]
Amortiguamiento en cabeceo	$C_{M\dot{\theta}}$	-0.1969 [-]
Potencia del elevador	$C_{M\delta_e}$	-1.120 [1/rad]
Potencia de alerones	$C_{l\delta_a}$	0.225 [1/rad]
Amortiguamiento en rolido	C_{lp}	-0.528 [1/rad]
Tiempo característico	τ	0.2448 [s]
Factor de densidad relativa del avión	μ_l	2.4811 [-]

El análisis del comportamiento de la planta usando la teoría de control clásica requiere de funciones de transferencia que vinculen las variables de entrada de la planta con las variables de salida de la misma. El sistema de control de rumbo propuesto realiza los cambios en el rumbo por medio de la variación del ángulo de rolido de la aeronave. El control de este ángulo se realiza de manera indirecta ajustando la velocidad de rolido p mediante la deflexión de alerones δ_a . La función de transferencia de la planta en este caso es la variación de velocidad de rolido por unidad de deflexión de alerones (Ecuación (1)) [8]. Esta ecuación representa un modelo simplificado de un grado de libertad del movimiento de rolido de una aeronave [4].

De manera similar, el sistema de control de altura propuesto se basa en el control de actitud de la aeronave utilizando el elevador; la función de transferencia necesaria para realizar el estudio analítico relaciona el ángulo de cabeceo θ por unidad de deflexión del elevador δ_e (Ecuación (2)) [8]. Esta ecuación corresponde a un modelo simplificado que representa la respuesta longitudinal de corto período de una aeronave [4]. Finalmente, en el modelo de control propuesto, la altura se obtiene de manera indirecta a través del ángulo de planeo γ (Ecuación (3)) que a su vez depende del ángulo de cabeceo θ y el ángulo de ataque α (Ecuación (4)).

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{\mu_l C_{l\delta_a}}{2 \left(\frac{k_x}{b} \right)^2 \tau^2 s - \frac{C_{lp}}{2} \tau} \quad (1)$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-\tau C_{M\delta_e} s - \frac{1}{2} C_{L\alpha} C_{M\delta_e}}{-\tau^3 h s^3 + \tau^2 \left(-\frac{1}{2} C_{L\alpha} h + C_{M\dot{\theta}} \right) s^2 + \tau \left(\frac{1}{2} C_{L\alpha} C_{M\dot{\theta}} + C_{M\alpha} \right) s} \quad (2)$$

$$\gamma(s) = \theta(s) - \alpha(s) \quad (3)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-\tau C_{M\delta e}}{-\tau^3 h s^3 + \tau^2 \left(-\frac{1}{2} C_{L\alpha} h + C_{Md\theta}\right) s^2 + \tau \left(\frac{1}{2} C_{L\alpha} C_{Md\theta} + C_{M\alpha}\right) s} \quad (4)$$

ANÁLISIS DEL SISTEMA DE CONTROL

Los análisis teóricos se realizaron usando la teoría para sistemas de control en tiempo discreto ya que la implementación del mismo se iba a realizar en un micro controlador digital. En este tipo de sistemas la señal está cuantificada sólo para intervalos de tiempo discreto y por lo tanto la respuesta del sistema depende de la frecuencia de muestreo que se utilice en el micro controlador [9].

Se utilizó el modelo matemático clásico de un muestreador a impulsos y un retenedor de orden cero modelado mediante una función de transferencia para representar el muestreo de las señales en los lazos de control (**Figura 3**).

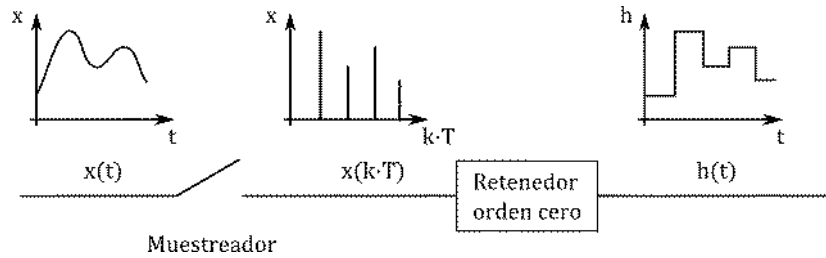


Figura 3. Esquema de muestreo y retención para crear una señal discreta [9]

Los modelos para los lazos de control que se presentan a continuación tienen implícita la hipótesis que la velocidad de respuesta tanto de los actuadores como de los sensores a utilizar es mucho mayor que la velocidad de la planta y por lo tanto no influyen en la dinámica del sistema de control [10].

Control de rumbo

El lazo de control de rolido está modelado usando dos muestreadores a impulso, uno para cada variable controlada: la velocidad de rolido p y el ángulo de rolido φ (**Figura 4**). Por otro lado, el modelo de control para el ángulo de rumbo se implementó usando un único muestreador a impulso y considerando que los lazos internos (velocidad de rolido y ángulo de rolido) representan un sistema continuo (**Figura 5**). Esta simplificación se respalda en que la frecuencia de muestreo a utilizar en los lazos internos es mayor que la del lazo de control de rumbo. La diferencia en las frecuencias de muestreo estuvo impuesta por la manera en que se iba a implementar el autopiloto en el micro controlador (50 Hz para los controles de actitud y 10 Hz para los controles de ubicación).

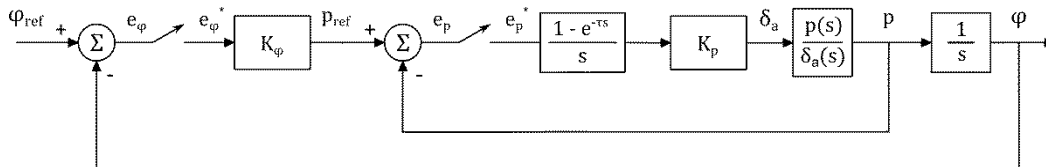


Figura 4. Diagramas de bloques del modelo para el control de rolido

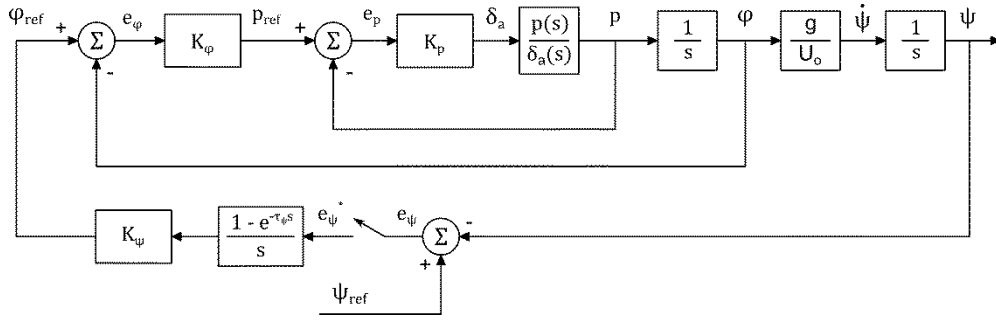


Figura 5. Diagrama de bloques para el modelo de control de rumbo

En la **Figura 6** se muestra el lugar de raíces para la transformada Z del lazo de control de velocidad de rolido. Una ganancia $K_p = 0.605$ produce la inestabilidad del sistema tal como se indica en la figura, por lo que se seleccionaron tres valores menores para realizar el análisis del control de ángulo de rolido. En la **Figura 7** se muestra el lugar de raíces de la transformada Z para este último suponiendo que la ganancia del lazo de velocidad de rolido es $K_p = 0.2$ (valor que hace que la respuesta sea sobre amortiguada). En la figura se encuentran indicados los valores de la ganancia K_φ que producen la inestabilidad del sistema. El cambio en las características de la respuesta de sobre amortiguada a sub amortiguada se produce para el valor de la ganancia $K_\varphi = 23$, mientras que un sobre pasamiento del 10% se da para el valor $K_\varphi = 42$ [11]. Finalmente, en la **Figura 8** se muestra el lugar de raíces para la transformada Z del lazo de control de rumbo usando los valores de las ganancias de los lazos internos $K_p = 0.2$ y $K_\varphi = 20$. En este caso el pasaje de una respuesta sobre amortiguada a una del tipo sub amortiguada se da para el valor $K_\psi = 1.7$ [12]. En la **Tabla 3** se presenta un resumen de los valores de ganancias seleccionados para realizar las pruebas experimentales de los sistemas de control.

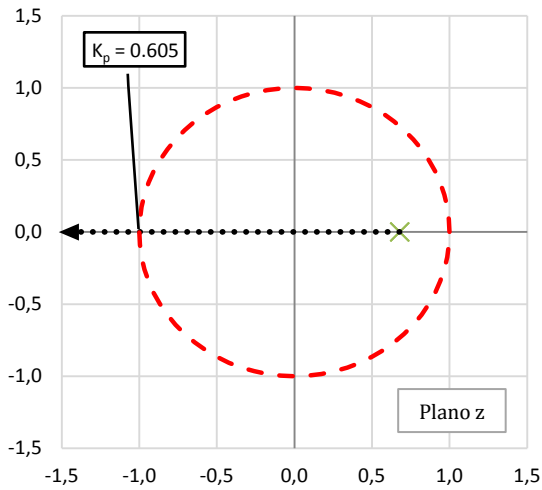


Figura 6. Lugar de raíces lazo control de velocidad de rolido

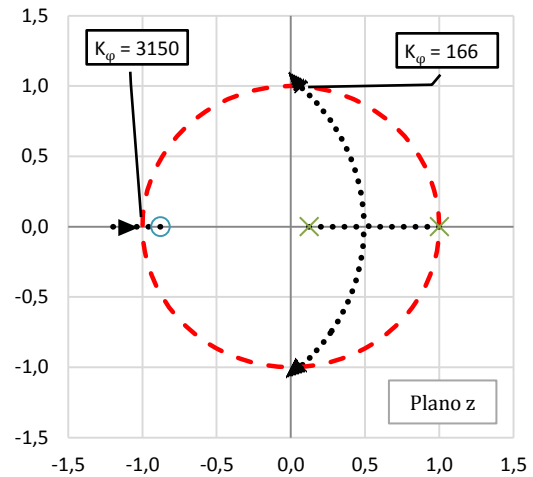


Figura 7. Lugar de raíces lazo control de ángulo de rolido – $K_p = 0.2$

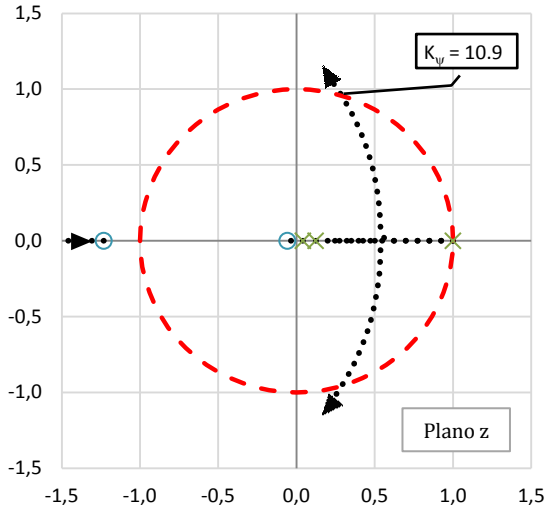


Figura 8. Lugar de raíces lazo control de ángulo de rumbo – $K_p = 0.2$, $K_\phi = 20.0$

Tabla 3 – Ganancias para el sistema de control de rumbo

Controlador de ángulo de rolido		
Ganancia	Valor	Rango para K_ϕ
K_p	0.2	5 – 42
	0.3	5 – 47
	0.4	4 – 50
Controlador de ángulo de rumbo		
Ganancia	Valor	Ajustado para
K_ψ	1.0	$K_p = 0.2 - K_\phi = 20$

Control de altura

Los modelos propuestos para el análisis del control de altura fueron similares a los utilizados para el análisis del control de rumbo. Se utilizaron dos tiempos de muestreo diferentes (fijados por la manera de hacer la implementación en el hardware) para analizar el sistema: 50 Hz para el control del ángulo de cabeceo y 10 Hz para el control de altura. Al igual que para el control de rumbo, en el análisis del control de altura se usó la simplificación que, debido a la mayor tasa de muestreo del lazo interno, se lo puede considerar al mismo como un sistema continuo frente al lazo de control externo. Los diagramas de bloques de los modelos utilizados en el análisis se muestran en la **Figura 9** y la **Figura 10**.

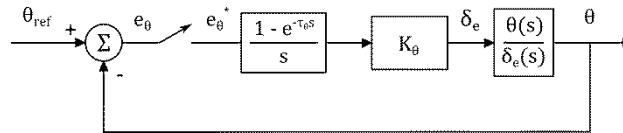


Figura 9. Diagrama de bloques control de ángulo de cabeceo

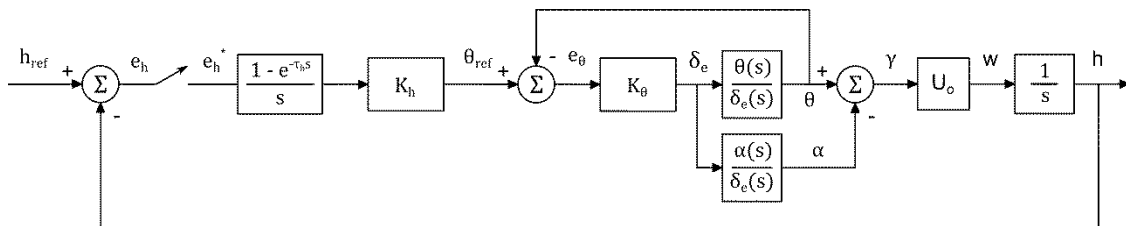


Figura 10. Diagrama de bloques del lazo de control de altura

En la **Figura 11** se muestra el lugar de raíces de la transformada Z para el lazo de control de ángulo de cabeceo. En la figura se indican los valores de la ganancia K_θ que producen la inestabilidad del sistema. Los valores de ganancia elegidos hacen que la respuesta del sistema tenga sobre pasamientos comprendidos entre el 10% y el 30% (ver **Tabla 4**) [13]. Finalmente, en la **Figura 12** está graficado el lugar de raíces de la transformada Z del lazo de control de altura utilizando el valor de ganancia del lazo interior $K_\theta = 0.05$. La inestabilidad del sistema se da para el valor de ganancia $K_h = 0.72$. Como

valor de referencia para los ensayos se eligió el valor $K_h = 0.02$ que hace que la respuesta tenga un sobre pasamiento menor al 12% [14].

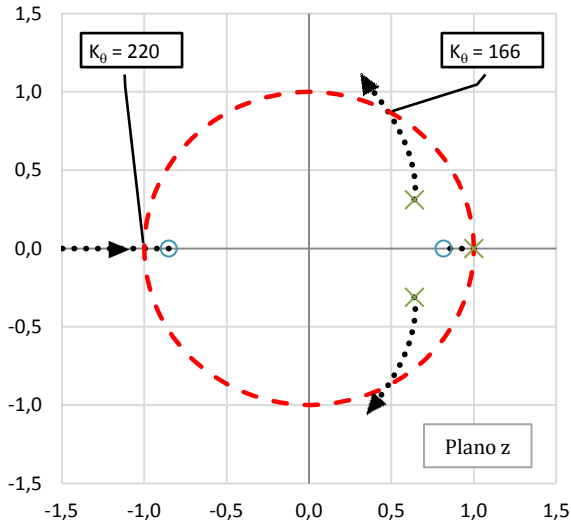


Figura 11. Lugar de raíces lazo control de ángulo de cabeceo

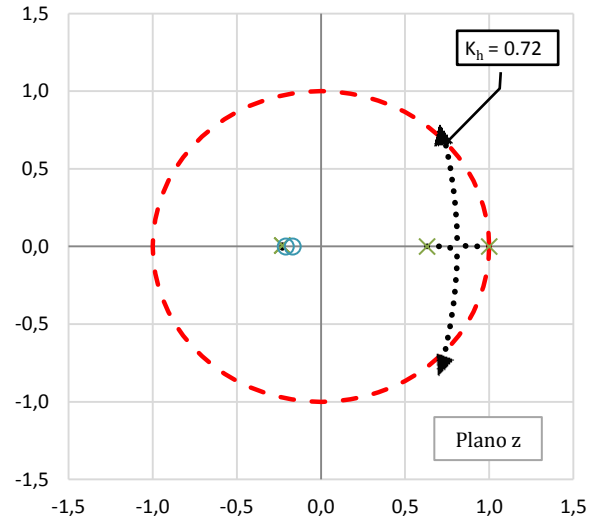


Figura 12. Lugar de raíces lazo control de altura - $K_\theta = 0.05$

Tabla 4 – Ganancias para los sistema de control de altitud

Controlador de ángulo de cabeceo		
Ganancia	Valor	Sobrepasamiento
K_θ	0.05	10%
	0.5	20%
	1.0	31%
Controlador de altura		
Ganancia	Valor	Valor para K_h
K_θ	0.05	0.02

IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL

La implementación del sistema de control para ensayarlo usando el hardware del autopiloto se realizó a partir del código fuente del programa de autopiloto ArduPilotMega [15]. De este código se tomaron las librerías de comunicación con los sensores que monitorean los parámetros de vuelo de la aeronave y se re-escribieron los bucles de ejecución principal del programa en donde se implementaron los lazos de control mostrados en la **Figura 1** y la **Figura 2**. En la **Tabla 5** se listan los tipos de controladores que se utilizaron para cada uno de los lazos de control.

Tabla 5 – Lista de controladores implementados en los lazos de control

Lazo de control	Componentes del controlador	
	P	I
Velocidad de rolido	•	
Ángulo de rolido	•	
Rumbo	•	
Ángulo de cabeceo	•	•
Altura	•	

La ejecución del programa de autopiloto se encuentra dividido en tres bucles que funcionan con las siguientes frecuencias: 50 Hz, 10 Hz, 1Hz. En el bucle de alta frecuencia se realizan las tareas vitales para el funcionamiento del autopiloto y la seguridad del vehículo tales como: cálculo de la actitud del vehículo, medición de la velocidad, ejecución de los lazos de control de la actitud. En el lazo de frecuencia media se realizan tareas que no tienen una prioridad alta o que se encuentran asociadas a sensores de baja frecuencia como ser: lectura de la altura, ejecución de los lazos de control de posición, comunicación por telemetría con la estación terrena, almacenamiento en memoria de parámetros de vuelo. Por último, el lazo de menor frecuencia ejecuta tareas de baja prioridad y que no son vitales para el funcionamiento del autopiloto como ser cambio del modo de control de vuelo.

En el programa de autopiloto, se implementaron cinco modos de vuelo automáticos además de un modo de vuelo Manual:

1. Modo Control de Ángulo de Rolido
2. Modo Control de Ángulo de Cabeceo
3. Modo Control de Ángulo de Rumbo
4. Modo Control de Altitud
5. Modo Control de Rumbo – Altitud

Estos modos de vuelo permitieron ir probando el funcionamiento de las diferentes partes que componen el sistema de control a medida que se incrementaba la complejidad del mismo.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

El software de autopiloto generado se embebió en una placa de autopiloto ArduPilotMega y se ensayó en vuelo. Los sistemas de control se probaron usando los modos de vuelos definidos anteriormente. La metodología de los ensayos consistió en despegar el avión en modo manual y alcanzar una altura de seguridad para realizar las pruebas. A continuación se mantenía una condición de vuelo recto y nivelado y se activaba el modo de control a ensayar.

Ensayos del sistema de control de rumbo

Para probar este lazo de control, primero se ensayó el lazo de control de ángulo de rolido. Si bien este último lazo depende de un lazo interno de control de velocidad de rolido, se decidió probar los dos lazos de manera conjunta ante la complejidad asociada a la realización de ensayos en vuelo de velocidad de rolido.

En la **Figura 13** se muestra la respuesta obtenida para una entrada escalón del sistema de control de ángulo de rolido usando los siguientes valores de ganancia: controlador de velocidad de rolido $K_p = 0.2$ y controlador de ángulo de rolido $K_\phi = 20.0$ [11]. Se obtuvo muy buen comportamiento del sistema con un error de régimen permanente menor al 9%. En la **Figura 14** se muestra la respuesta del sistema de control de ángulo de rumbo para una entrada escalón; en este caso se utilizaron las ganancias definidas antes para el control de ángulo de rolido y se fijó el valor $K_\psi = 0.5$ para la ganancia del controlador de ángulo de rumbo [12]. La respuesta del sistema fue un poco menos estable en comparación con la obtenida para el lazo de control de ángulo de rolido. En la mayoría de los ensayos se observaron algunas perturbaciones en la respuesta atribuibles a las condiciones meteorológicas, pero en todos los casos se observó un comportamiento estable del sistema.

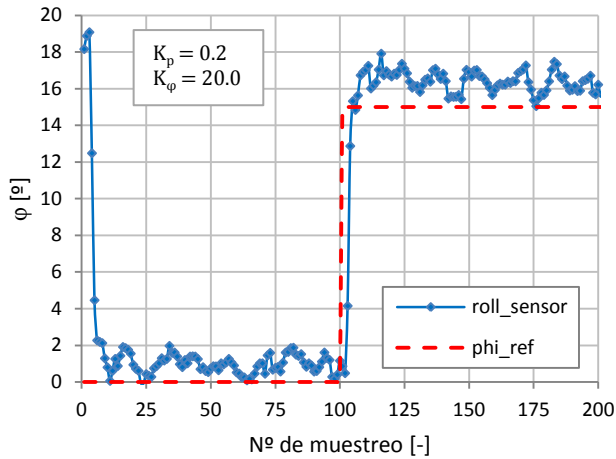


Figura 13 – Respuesta del sistema de control ángulo de rolido – experimental – Muestreo 10 Hz

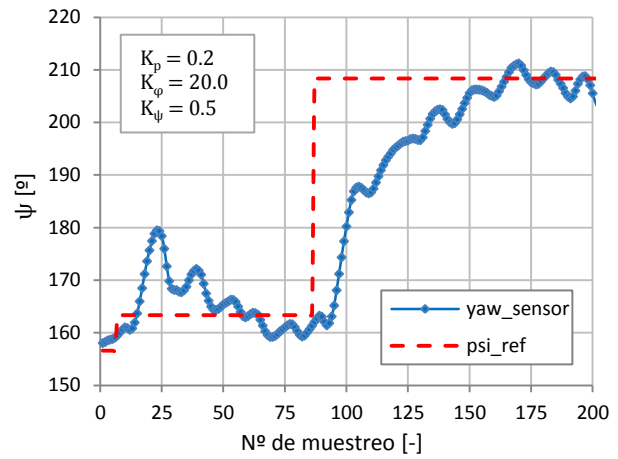


Figura 14 – Respuesta del sistema de control ángulo de rumbo – experimental – Muestreo 10 Hz

Ensayos del sistema de control de altura

La metodología utilizada en este caso fue similar a la de los ensayos del sistema de control de rumbo: primero se ensayó el lazo interno de ángulo de cabeceo y a continuación se evaluó el lazo de control de altura.

Una modificación que se realizó al control de ángulo de cabeceo fue incorporar una componente integral al controlador para eliminar el error de régimen permanente debido al momento de cabeceo del avión. Esto requirió un ajuste en los valores de las ganancias obtenidos inicialmente. Durante estos ensayos se agregó un componente importante en el programa de autopiloto: un lazo de control de velocidad[16]. El mismo se implementó mediante un lazo simple de control de velocidad basado en el ajuste de la posición del acelerador del motor que funcionó correctamente[17].

En la **Figura 15** se muestra la respuesta obtenida para una entrada escalón del sistema de control de ángulo de cabeceo usando los siguientes valores para las ganancias del controlador PI: parte proporcional $K_{\theta_p} = 1.0$ y parte integral $K_{\theta_i} = 4.0$ [13]. El comportamiento es estable pero presenta un sobre pasamiento mayor al 20% que no fue predicho por el modelo teórico.

En la **Figura 16** se muestra la respuesta obtenida para una entrada escalón del sistema de control de altura. Los valores de ganancias utilizados en el lazo de control de ángulo de cabeceo fueron los definidos anteriormente y la ganancia del lazo de control de altura fue $K_h = 1.0$ [14]. Los ensayos de este lazo se realizaron usando el lazo de control de rolido activo para mantener las alas niveladas y el lazo de control de velocidad para mantener la velocidad de vuelo constante e igual a 15 [m/s]. La respuesta obtenida fue estable con algunas oscilaciones en la condición de régimen estable.

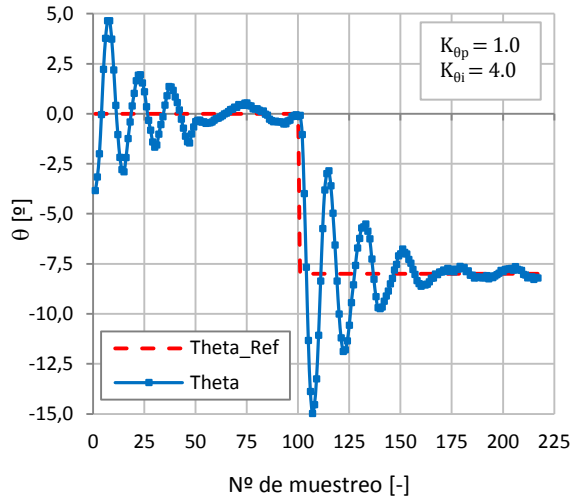


Figura 15 – Respuesta del sistema de control ángulo de cabeceo – experimental – Muestreo 10 Hz

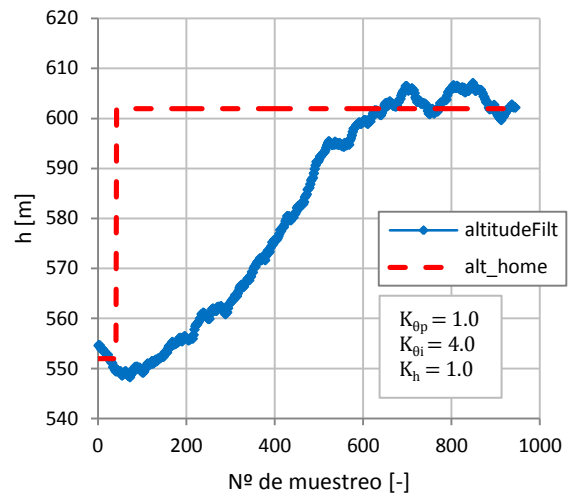


Figura 16 – Respuesta del sistema de control ángulo de altura – experimental – Muestreo 10 Hz

Comparación de los modelos analíticos con resultados experimentales

A continuación se analiza la correspondencia entre los modelos teóricos planteados y los resultados experimentales obtenidos.

En la **Figura 17** se compara la respuesta teórica y experimental del lazo de control de ángulo de rolido. Los resultados experimentales muestran una correlación muy buena con el modelo teórico utilizado para la planta. Durante el transitorio se observa un leve adelanto de la respuesta del modelo teórico, mientras que en la zona de régimen permanente se observa que el controlador es sensible a las perturbaciones externas, por lo que se debería mejorar la arquitectura del mismo para aumentar la atenuación de las perturbaciones. En la **Figura 18** se compara la respuesta medida del sistema de control de rumbo con el resultado obtenido usando el modelo teórico. El comportamiento inicial del sistema de control real es similar al del modelo teórico, sin embargo, el controlador, se ve influenciado por las perturbaciones externas tal como observa en el transitorio antes de llegar al régimen estacionario. Se considera que los resultados obtenidos son satisfactorios dada la simplicidad de los modelos teóricos utilizados: rolido suponiendo un grado de libertad y cambio de rumbo mediante giro estacionario.

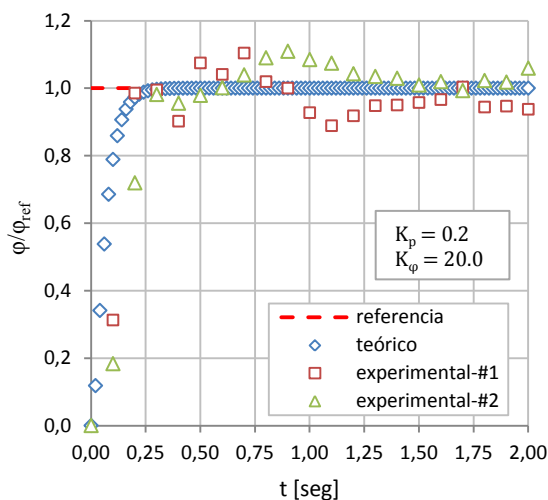


Figura 17 – Respuestas teórica y experimental para el lazo de control de ángulo de rolido

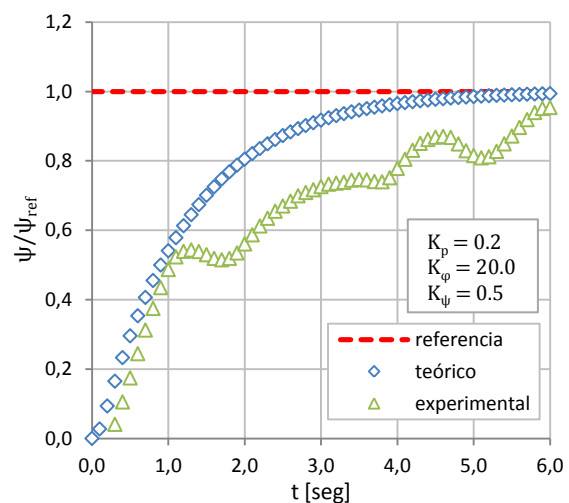


Figura 18 – Respuestas teórica y experimental para el lazo de control de ángulo de rumbo

Al comparar la respuesta teórica del lazo de control de cabeceo con los resultados experimentales se observó una marcada diferencia entre ambas tal como se aprecia en la **Figura 19**. Para el modelo teórico de corto período la respuesta tiene un sobre pasamiento menor al 20% con un fuerte amortiguamiento, mientras que los resultados del sistema de control real mostraron un sobre pasamiento de más del 80% con muy bajo amortiguamiento. Es por ello que en la misma figura se muestra la respuesta teórica del lazo de control pero usando un modelo de largo período para la función de transferencia de la planta. Para este caso el sobre pasamiento es un poco mayor (casi de un 60%) pero también presenta un fuerte amortiguamiento que no coincide con la medición realizada. Analizando las funciones de transferencia se realizó una modificación de las derivadas de estabilidad calculadas para ajustar el modelo teórico a las mediciones experimentales teniendo en cuenta la arquitectura del controlador utilizado. Se determinó que la mayor sensibilidad al cambio cualitativo de la respuesta estaba dada por el amortiguamiento en cabeceo C_{Mq} y la potencia del elevador $C_{M\delta e}$. El primero afecta principalmente la amplitud mientras que el segundo afecta el tiempo de levantamiento y el período. A modo de ejemplo, en la **Figura 20**, se muestra la respuesta para el caso de una reducción del 70% para C_{Mq} y del 90% para $C_{M\delta e}$. En la misma se puede observar una mejora notable en el comportamiento del modelo teórico respecto a los resultados experimentales. El análisis del sistema de control muestra que el cero y el polo del controlador hacen más lenta la respuesta del sistema excitando el modo de largo período del avión tal como se observa en la Figura 20; Sumado a esto, el sobre pasamiento en la respuesta es excesivo, por lo que se plantea a futuro una modificación de la arquitectura del controlador así como también una revisión de los métodos de cálculo usados para determinar las derivadas de estabilidad.

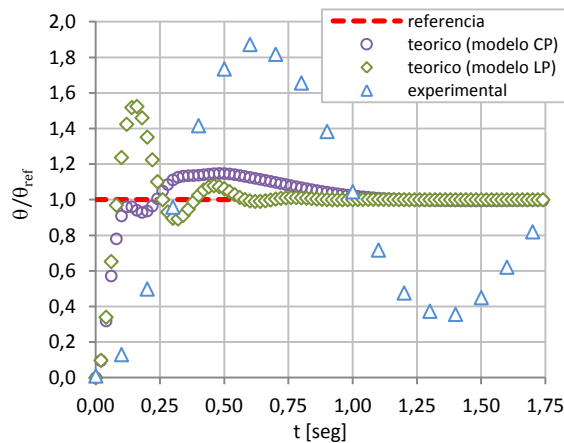


Figura 19 – Respuestas teórica y experimental para el lazo de control de ángulo de cabeceo

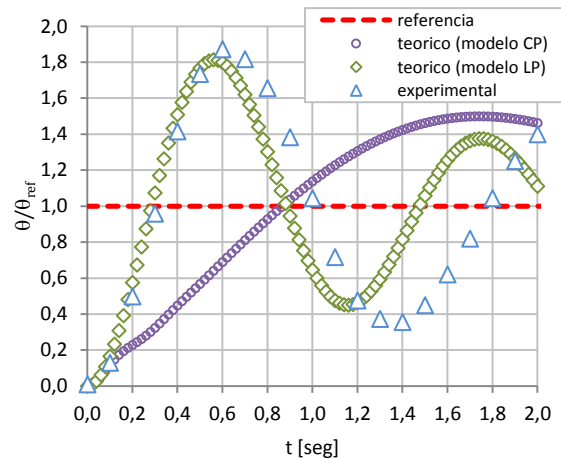


Figura 20 – Respuestas teórica y experimental para el lazo de control de ángulo de cabeceo ajustado

CONCLUSIONES

Se implementó exitosamente un sistema de control para un vehículo aéreo no tripulado que permite controlar el rumbo y la altura del mismo. Para la implementación de los lazos que forman al mismo se utilizaron controladores simples del tipo proporcional e integral.

El ajuste de las ganancias se realizó de manera analítica usando herramientas computacionales que luego se verificaron de forma experimental por medio de ensayos en vuelo. Para el caso del sistema de control de rumbo se obtuvo una correspondencia satisfactoria entre los modelos planteados y las mediciones realizadas, siendo necesario una mejora en la arquitectura de los controladores para aumentar la atenuación de las perturbaciones externas. En el caso del sistema de control de altura, se obtuvo diferencias importantes entre los modelos teóricos y los resultados experimentales. El análisis de estos resultados mostró que hay que refinar el cálculo de las derivadas de estabilidad que modelan la planta y luego realizar una revisión de la arquitectura del controlador utilizado.

Como trabajos a futuro se plantea la ampliación del sistema de autopiloto obtenido incorporando un sistema de navegación para poder realizar misiones programadas mediante puntos de navegación así como también realizar el despegue y aterrizaje de manera autónoma.

REFERENCIAS

1. **McLean, D.** *Automatic Flight Control Systems*. Helms Hempstead : Prentice Hall International, 1990. ISBN 0-13-054008-0.
2. **Hedman Sven, G.** *Vortex Lattice Method for Calculation of Quasi Steady State Loadings on thin Elastic Wings in Subsonic Flow*. 1966. FFA Report 105.
3. **Scarpin, G. y Llorens, D.** *Banco de datos aerodinámicos del UAV KaJota*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2012. DMA - 019/12.
4. **Perkins Courtland, D y Hage, Robert E.** *Airplane Performance, Stability and Control*. s.l. : Wiley, 1949.
5. **Roskam, Jan.** *Airplane Flight Dynamics & Automatic Flight Controls: I*. s.l. : DARCorporation, 2003.
6. **Papageorgiou, Evangelos C.** *Development of a dynamic model for a UAV*. Naval Postgraduate School. Monterey, California : s.n., 1997.
7. **Sirigineedi, Gopinadh.** *Flight Controller Design for an Autonomous MAV*. Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology. Bombay : s.n., 2005.
8. **Llorens, D. y Reynoso, S.** *Funciones de transferencia a lazo abierto del UAV KaJota*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2012. DMA - 026-12.
9. **Ogata, K.** *Sistemas de control en tiempo discreto*. 2da edición. Naucalpan de Juárez, México : Prentice Hall, 1996. ISBN 968-880-539-4.
10. **Reynoso, S.** *Descripción del hardware del autopiloto ArduPilotMega*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2011. Informe técnico. DMA - 017/11.
11. **Reynoso, S. y Llorens, D.** *Ajuste de ganancias y ensayo en vuelo del sistema de control de rolido*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2013. Informe técnico. DMA - 007/13.
12. **Reynoso, S.** *Ajuste de ganancias y ensayos en vuelo del sistema de control de rumbo*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2014. Informe técnico. DMA - 011/13.
13. **Llorens, D. y Reynoso, S. N.** *Ajuste de ganancias y ensayos en vuelo del sistema de control de cabeceo*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2013. Informe Técnico. DMA - 010/13.
14. **Llorens, D.** *Ensayos en vuelo del sistema de control de altura del programa RumbAlt*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2013. Informe técnico. DMA - 032/13.
15. ardupilot-mega - Official ArduPlane repository. [En línea] DIY DRONES, 2011. [Citado el: 10 de Octubre de 2011.] <https://code.google.com/p/ardupilot-mega/downloads/detail?name=ArduPilotMega1.02.zip>.
16. **Llorens, D.** *Análisis del sistema de medición de velocidad de la placa de autopiloto ArduPilotMega*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2013. Informe técnico. DMA - 009/13.
17. —. *Implementación de un sistema de control de velocidad para un VANT*. Departamento de Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Instituto Universitario Aeronáutico. Córdoba : s.n., 2013. Informe técnico. DMA 013/13.